

10 / 583143
AP20 Rec'd PCT/PTO 16 JUN 2006.

PROCEDE D'AIDE A LA NAVIGATION A BASSE ALTITUDE D'UN AERONEF

L'invention concerne la navigation à basse altitude d'un aéronef.

On connaît déjà des procédés d'aide à la navigation à basse altitude pour des avions très manœuvrables tels que les avions de chasse. Mais ils ne sont pas adaptés à des aéronefs ayant des performances de 5 manœuvrabilité limitées tels que les avions cargo ou les avions de ligne.

Un but important de l'invention est donc de proposer un procédé d'aide à la navigation à trois dimensions (3D), sécurisée, à basse altitude pour un aéronef présentant des performances limitées.

Pour atteindre ce but, l'invention propose un procédé d'aide à la 10 navigation à basse altitude d'un aéronef équipé d'un calculateur de gestion du vol apte à déterminer une trajectoire sol de plan de vol de l'aéronef à partir d'un enchaînement de segments droits et/ou courbes joignant des points de passage au sol P ayant une altitude alt(P), la trajectoire sol tenant compte des performances et limitations de l'aéronef, principalement 15 caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes consistant pour le calculateur de gestion du vol à :

- pour chaque point P de la trajectoire sol, calculer une altitude de sécurité, alt séc, pour obtenir un point P_{sec} telle que

$$\text{alt séc} (P_{\text{sec}}) = \text{Max} [\text{alt}(P + \text{mrg lat D}), \text{alt}(P + \text{mrg lat G})] + \text{mrg vert},$$

20 mrg lat D et G étant respectivement des marges latérales droite et gauche prédéterminées, mrg vert étant une marge verticale prédéterminée,

- calculer un profil de sécurité formé des segments de sécurité joignant les points P_{sec} ,

25 - extraire des points sommets S parmi les points P_{sec} du profil de sécurité tels que les K points situés avant S et après S ont une altitude de sécurité inférieure à celle de S, K étant un paramètre déterminé,

- déterminer le poids de l'aéronef en ces points S en fonction de la distance le long du profil de sécurité entre l'aéronef et ce point S et de la consommation de l'aéronef sur cette distance, la consommation étant une 30 des performances et limitations de l'aéronef,

- pour chaque point S, déterminer la pente maximale de montée MaxClimbFPA que peut supporter l'aéronef pour atteindre S et la pente maximale de descente MaxDescFPA que peut supporter l'aéronef pour

suivre la trajectoire sol au plus bas après avoir franchi S, en fonction des performances et limitations de l'aéronef et du poids, définir deux segments de performance qui présentent une première extrémité en S, des pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA de part et d'autre du point S et une seconde 5 extrémité au point d'intersection avec le terrain ou avec un autre segment de performance issu d'un autre point S,

- calculer un profil de performance formé des segments de performance et qui permet d'associer à chaque point P du profil de sécurité, une altitude de performance, alt perf (P) .

10 Selon une caractéristique de l'invention, un profil volable à basse altitude est déterminé à partir du profil de sécurité et du profil de performance.

Ce procédé permet de calculer rapidement un profil volable à trois dimensions sûr et optimisé pour suivre la trajectoire sol, en particulier dans 15 un environnement à relief important ; il permet ainsi de minimiser le temps durant lequel le pilote de l'aéronef doit piloter manuellement avant que le pilote automatique ne puisse reprendre la main avec sécurité sur le profil 3D mis à jour.

Selon une caractéristique de l'invention, la détermination du profil 20 volable consiste plus précisément à calculer pour chaque point P de la trajectoire sol, une altitude de vol à basse altitude, alt vol, pour obtenir un point P_{vol} telle que

$$\text{alt vol } (P_{vol}) = \text{Max} [\text{alt séc } (P), \text{alt perf } (P)],$$

le profil volable à basse altitude étant formé des segments 25 joignant les points P_{vol} .

Le profil volable est ainsi toujours plus haut que le (ou égal au) profil de sécurité et ne nécessite donc pas de vérification a posteriori des altitudes du profil par rapport à celles du terrain.

Le calculateur de gestion de vol disposant de la vitesse et de la 30 direction du vent, de la vitesse de l'aéronef, de l'altitude du terrain, de la température locale, les pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA sont de préférence pondérées en fonction de la vitesse et de la direction du vent et/ou de la vitesse de l'aéronef, et/ou de l'altitude du terrain et/ou de la température locale.

L'invention concerne également un système de gestion de vol comportant une unité centrale qui communique avec une interface d'entrée-sortie, une mémoire de programme, une mémoire de travail, une mémoire de stockage de données, au moyen de circuits de transfert de données,

5 l'interface d'entrée-sortie étant reliée à une base de données du terrain à survoler, caractérisé en ce que la mémoire de programme comprend un programme de mise-en-œuvre du procédé tel que décrit.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront

10 à la lecture de la description détaillée qui suit, faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés dans lesquels :

la figure 1 représente schématiquement un système de gestion de vol FMS,

les figures 2a et 2b représentent schématiquement un profil de

15 sécurité, vu selon une coupe perpendiculaire à la trajectoire sol (figure 2a), ou en perspective (figure 2b),

la figure 3 illustre les pentes de montée maximale MaxClimbFPA et de descente maximale MaxDescFPA,

la figure 4 représente schématiquement une trajectoire sol, et des

20 profils de sécurité, de performance et volable à basse altitude vus en coupe selon l'axe de la trajectoire sol,

les figures 5a, 5b, 5c, 5d illustrent schématiquement le calcul d'une transition verticale autour d'un sommet ou d'un obstacle S.

25 On va considérer dans la suite que l'aéronef comprend un calculateur de gestion de vol FMS (acronyme de l'expression anglo-saxonne « Flight Management System »).

Ce calculateur FMS représenté figure 1, comporte de manière classique une unité centrale 101 qui communique avec une interface

30 d'entrée-sortie 106, une mémoire de programme 102, une mémoire de travail 103, une mémoire de stockage de données 104, au moyen de circuits 105 de transfert de données entre ces divers éléments. L'interface d'entrée-sortie est reliée à divers dispositifs tels qu'une interface homme-machine 107, des capteurs 108, Une table de performance, spécifique de l'aéronef, et une

35 trajectoire sol de plan de vol sont stockées dans la mémoire de données. On

rappelle qu'une trajectoire sol de plan de vol est établie à partir d'une liste de points de passage PP que l'aéronef doit survoler et est composée de segments droits et/ou courbes joignant ces points comme illustré figure 2b. Les courbes correspondent à des transitions calculées autour des points PP

5 en tenant compte des limitations de l'aéronef. Cette trajectoire sol est échantillonnée selon un pas p : on obtient alors une liste de points de passage P, d'altitude sol alt(P). Dans la table de performance, on trouve les performances et limitations de l'aéronef, par exemple les limitations en vitesse, en pente de l'aéronef, son altitude maximale, sa vitesse de

10 décrochage, sa consommation, son rayon de virage, son roulis, etc.

Le calculateur FMS est relié notamment à une base de données 109 du terrain à survoler, généralement représenté sous forme de mailles rectangulaires.

Le procédé selon l'invention est basé sur la détermination d'un

15 profil de vol à basse altitude au moyen du calculateur FMS. Il comprend les étapes suivantes qui consistent à :

a) Calculer à partir de la trajectoire sol, des marges latérales droite « mrg lat D » et gauche « mrg lat G » en fonction notamment des performances et limitations de navigation de l'aéronef et de l'erreur sur la

20 position estimée ou EPU (acronyme de l'expression anglo-saxonne « Estimated Position Uncertainty »). Lorsque l'erreur sur la position estimée varie et lorsque cette variation est stabilisée dans le temps, les marges latérales sont mises à jour ainsi que le calcul qui suit. Ces marges latérales sont éventuellement identiques.

25 b) Pour chaque point P de la trajectoire sol, calculer l'altitude de terrain maximale entre les deux limites définies par la trajectoire sol décalée de la marge latérale droite, et celle du même point décalé de la marge latérale gauche. A cette altitude maximale, on ajoute une marge verticale, « mrg vert » pour obtenir une altitude de sécurité, « alt séc » d'un point P_{séc}.

30 On peut aussi écrire :

$$\text{alt séc (P}_\text{séc}\text{)} = \text{Max} [\text{alt}(P + \text{mrg lat D}), \text{alt}(P + \text{mrg lat G})] + \text{mrg vert}$$

La marge verticale est déterminée par le pilote en tenant compte éventuellement du terrain.

En associant ainsi ces altitudes de sécurité aux points P de la trajectoire sol, on obtient une liste de points $P_{\text{séc}}$ joints par des segments qui forment un profil de sécurité illustré figures 2a et 2b.

c) Extraire les plus hauts points S du profil de sécurité,
5 représentés figure 4 en éliminant les points intermédiaires plus bas. Cela signifie qu'un point S est tel que les K points précédents et suivants , $K > 0$, sont situés à une altitude inférieure. Plus précisément, un sommet S est tel que l'écart entre les pentes moyennes des segments sur les K points précédents et les K points suivants est supérieure à une pente seuil. Le
10 paramètre K et la pente seuil dépendent du relief et/ou des performances et limitations de l'aéronef ; ils sont aussi de préférence déterminés en fonction du pas d'échantillonnage p. On a par exemple K=5, pente seuil = 5° pour p=300m.

Cette extraction des sommets S a pour but de réduire le nombre
15 de points à traiter et par conséquent le temps de réponse du calculateur de vol qui doit être le plus court possible. Le nombre de points à traiter est par exemple réduit d'un facteur 20 à 50.

Lorsque des points S successifs sont trop proches c'est-à-dire espacés de moins d'une distance minimale Dmin, ils sont mis en mémoire
20 dans une liste et seuls les deux points S de cette liste ayant la plus haute altitude sont retenus. On a par exemple Dmin égale à deux fois le rayon de virage de l'aéronef.

d) Estimer alors le poids de l'aéronef en ces points S en fonction notamment de la distance curviligne le long du profil de sécurité entre
25 l'aéronef et ce point S, de la consommation de l'aéronef sur cette distance si celle-ci était parcourue à plat, c'est-à-dire avec une pente nulle. Cette consommation dépend de l'altitude du point S, de la vitesse estimée, des performances et limitations de l'aéronef, de la vitesse et de la direction du vent. Déterminer à partir de ce poids estimé en S et de la table
30 de performance spécifique de l'aéronef, les pentes maximales avant et après chaque point S, c'est-à-dire les pentes maximales que peut supporter l'aéronef pour atteindre S et pour suivre la trajectoire sol au plus bas après avoir franchi S. Les pentes maximales issues de la table de performance dépendent du poids de l'aéronef, de l'altitude des sommets, de la variation
35 de température ΔISA (acronyme de l'expression anglo-saxonne

« International Standard Atmosphere ») par rapport à la température standard, de la vitesse de l'aéronef et éventuellement des emports extérieurs à l'aéronefs pouvant avoir un impact sur les forces de traînée. Ces pentes maximales, dépendant de l'altitude du terrain à survoler et définies en tenant compte des conditions de vol les plus critiques (moteur en panne, ...), sont respectivement désignées MaxClimbFPA pour la pente maximale en montée et MaxDescFPA pour la pente maximale en descente. Elles sont représentées figure 3. MaxClimbFPA est notamment déterminée en fonction de la puissance disponible de l'aéronef et éventuellement en supposant un moteur en panne.

Ces pentes maximales sont ensuite pondérées en fonction de la vitesse et de la direction du vent. En présence d'une composante de vent arrière, l'aéronef doit se mettre en montée plus tôt et la pente du segment de montée vers S sera alors diminuée ou anticipée ; celle du segment de descente sera de préférence maintenue. En présence d'une composante de vent debout, la pente du segment de montée vers S sera plus forte et l'aéronef atteindra l'altitude du sommet S plus tôt ; celle du segment de descente sera diminuée ou retardée dans le temps. Les composantes de vitesse du vent sont issues par exemple de prédictions météo à court terme ou estimées en temps réel et sont stockées dans la mémoire de données du FMS.

L'altitude d'un point de départ S et les pentes maximales pondérées définissent deux segments de performance qui présentent une première extrémité en S, des pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA pondérées de part et d'autre du point S et une seconde extrémité au point d'intersection avec le relief ou avec un autre segment. Les segments déterminés pour l'ensemble des points S forment un profil de performance, qui permet d'associer à chaque point P de la trajectoire sol, une altitude de performance, « alt perf ». Quant à un point de la trajectoire sol correspond deux altitudes de performances issues de segments de performance l'un montant, l'autre descendant, l'altitude la plus haute est retenue comme illustré figure 3, dans la région III.

e) Déterminer un profil volable à basse altitude illustré figure 4 en choisissant pour chaque point P de la trajectoire sol, une altitude de vol « alt vol » égale à l'altitude la plus haute entre celle du profil de sécurité et celle

du profil de performance. On désigne par P_{vol} , le point obtenu. On peut aussi écrire :

$$\text{alt vol } (P_{vol}) = \text{Max} [\text{alt séc}(P), \text{alt perf}(P)]$$

Les segments joignant l'ensemble des points P_{vol} forment un profil 5 volatile, qui à chaque point P de la trajectoire sol associe une altitude de vol, « alt vol ». Sur l'exemple de la figure 4, le profil volatile coïncide avec le profil de sécurité sur une région I, et avec le profil de performance sur la région II. Un nouveau segment est créé joignant un point du profil de sécurité à un point du profil de performance comme illustré dans la région III.

10 La détermination de ce profil volatile peut être optimisée selon les trois critères suivants qui sont minimisés en fonction du contexte :

- hauteur moyenne entre le profil volatile et l'altitude du terrain,
- marges latérales,
- temps de réponse du calcul du profil volatile par le calculateur de

15 vol.

En cas de fonctionnement dégradé du dispositif suite par exemple à une panne ou à une interruption volontaire de la fonction, le dernier critère est privilégié.

D'autres optimisations peuvent intervenir.

20 La trajectoire sol est formée de segments et/ou de courbes joignant des points P à survoler. Ces points sont généralement distants d'un pas p constant représenté figure 2b. On a par exemple $p=100m$. Cet échantillonnage à pas constant est coûteux en temps de calcul pour les calculs basés sur cette trajectoire. Une première solution consiste à prendre 25 un pas d'échantillonnage p plus grand. Une autre solution consiste à utiliser un pas d'échantillonnage p variant en fonction de la pente du terrain ; les points de la trajectoire sol sont filtrés en fonction de la pente entre ces points. Plus la pente est faible plus le pas p est grand et inversement plus la pente varie comme c'est le cas en terrain montagneux, plus le pas p est petit. Le 30 pas a cependant une limite inférieure p_{inf} et une limite supérieure p_{sup} . On a par exemple p_{inf} égal à une demie largeur de maille de la base de données terrain, soit environ $0.15/2 N$ (mile nautique) et p_{sup} égal à environ 1km. Ces solutions permettent de réduire le nombre de points à traiter, par plusieurs filtres spécifiques.

Souvent, comme représenté figure 5a, compte tenu des marges de sécurité verticales d'une trajectoire de plan de vol classique comportant notamment un point P à survoler en passant par P', l'aéronef peut survoler ce point P en suivant une courbe théorique appelée transition verticale théorique TV volée à facteur de charge constant, et qui passe sous la trajectoire de vol prévue, c'est-à-dire sous P', à une distance ΔH . La transition verticale théorique TV, calculée par le FMS, a la forme d'une parabole qui est tangente aux deux segments joignant P'. Mais lorsque la trajectoire de vol est celle du profil volable à basse altitude calculé au plus juste, il est dangereux que l'aéronef suive cette transition verticale théorique qui passerait sous un point S comme illustré figure 5b. Une solution illustrée figure 5c consiste à surélever artificiellement le profil volable en S d'une hauteur ΔH pour obtenir S' : la transition verticale attendue TV' est ainsi également surélevée de ΔH par rapport à TV. Le profil volable est alors modifié en ajustant les segments SegClimb, SegDesc issus de S, de manière à ce que les nouveaux segments SegClimb', SegDesc' issus de S' soient tangents à la transition attendue TV' comme illustré figure 5c : on obtient alors un nouveau profil volable.

Lorsque les pentes (de l'un ou) des deux nouveaux segments SegClimb', SegDesc' sont respectivement supérieures à MaxClimbFPA et MaxDescFPA, (ce ou) ces nouveaux segments sont remplacés par des segments SegClimb'', SegDesc'' dont les pentes imposées sont respectivement MaxClimbFPA et MaxDescFPA. L'extrémité basse de (ce ou) ces segments SegClimb'', SegDesc'' sont alors rehaussées d'une hauteur $\Delta H'$ correspondante comme illustré figure 5d.

REVENDICATIONS

1. Procédé d'aide à la navigation à basse altitude d'un aéronef équipé d'un calculateur de gestion du vol apte à déterminer une trajectoire sol de plan de vol de l'aéronef à partir d'un enchaînement de segments droits et/ou courbes joignant des points de passage au sol P ayant une altitude $\text{alt}(P)$, la trajectoire sol tenant compte des performances et limitations de l'aéronef, principalement caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes consistant pour le calculateur de gestion du vol à :
 - pour chaque point P de la trajectoire sol, calculer une altitude de sécurité, alt séc , pour obtenir un point $P_{\text{séc}}$ telle que

$\text{alt séc } (P_{\text{séc}}) = \text{Max} [\text{alt}(P + \text{mrg lat D}), \text{alt}(P + \text{mrg lat G})] + \text{mrg vert},$

mrg lat D et G étant respectivement des marges latérales droite et gauche prédéterminées, mrg vert étant une marge verticale prédéterminée,

- calculer un profil de sécurité formé des segments de sécurité joignant les points $P_{\text{séc}}$,
- extraire des points sommets S parmi les points $P_{\text{séc}}$ du profil de sécurité tels que les K points situés avant S et après S ont une altitude de sécurité inférieure à celle de S , K étant un paramètre déterminé,
- déterminer le poids de l'aéronef en ces points S en fonction de la distance le long du profil de sécurité entre l'aéronef et ce point S et de la consommation de l'aéronef sur cette distance, la consommation étant une des performances et limitations de l'aéronef,
- pour chaque point S , déterminer la pente maximale de montée MaxClimbFPA que peut supporter l'aéronef pour atteindre S et la pente maximale de descente MaxDescFPA que peut supporter l'aéronef pour suivre la trajectoire sol au plus bas après avoir franchi S , en fonction des performances et limitations de l'aéronef et du poids, définir deux segments de performance qui présentent une première extrémité en S , des pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA de part et d'autre du point S et une seconde extrémité au point d'intersection avec le terrain ou avec un autre segment de performance issu d'un autre point S ,
- calculer un profil de performance formé des segments de performance et qui permet d'associer à chaque point P du profil de sécurité, une altitude de performance, $\text{alt perf } (P)$.

2. Procédé d'aide à la navigation selon la revendication précédente, caractérisé en ce qu'il comporte en outre l'étape consistant à déterminer un profil volable à basse altitude à partir du profil de sécurité et du 5 profil de performance.

3. Procédé d'aide à la navigation selon la revendication précédente, caractérisé en ce que la détermination du profil volable à basse altitude consiste à calculer pour chaque point P de la trajectoire sol, une 10 altitude de vol à basse altitude, alt vol, pour obtenir un point P_{vol} telle que
$$\text{alt vol } (P_{vol}) = \text{Max} [\text{alt séc } (P), \text{alt perf } (P)],$$
 le profil volable à basse altitude étant formé des segments joignant les points P_{vol} .

15 4. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il consiste à échantillonner les points P selon un pas p, et en ce que K est déterminé en fonction de p et/ou d'une pente seuil et/ou du terrain et/ou des performances et limitations de l'aéronef.

20 5. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le calculateur de gestion de vol présentant une erreur sur la position estimée, Mrg lat D et G sont déterminées en fonction des performances et limitations de l'aéronef et de l'erreur sur la position estimée.

25 6. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le calculateur de gestion de vol disposant de la vitesse et de la direction du vent, de la vitesse de l'aéronef, de l'altitude du terrain, de la température locale, les pentes MaxClimbFPA et 30 MaxDescFPA sont pondérées en fonction de la vitesse et de la direction du vent et/ou de la vitesse de l'aéronef, et/ou de l'altitude du terrain et/ou de la température locale.

7. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'aéronef étant équipé de moteurs, la pente MaxClimbFPA est calculée en supposant un moteur en panne.

5 8. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le calculateur de gestion de vol étant relié à une base de données terrain composée de mailles présentant une largeur prédéterminée L, et comportant des informations sur la pente du terrain, il consiste à échantillonner les points P selon un pas p déterminé en
10 fonction de la pente du terrain et de la largeur L des mailles.

9. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications 2 à 8, caractérisé en ce qu'une parabole de transition étant associée aux segments SegClimb, SegDesc du profil volable, issus d'un sommet S, le haut
15 de la parabole étant situé à ΔH de S, il consiste à :

 calculer un nouveau sommet S' situé à ΔH au-dessus du sommet S,
 rehausser la parabole de transition de ΔH ,
 définir des segments SegClimb', SegDesc' issus de S' de manière
20 à ce qu'ils soient tangents à la parabole de transition rehaussée et à obtenir un nouveau profil volable.

10. Calculateur de gestion du vol d'un aéronef comportant une unité centrale (101) qui communique avec une interface d'entrée-sortie (106),
25 une mémoire de programme (102), une mémoire de travail (103), une mémoire de stockage de données (104), au moyen de circuits (105) de transfert de données, l'interface d'entrée-sortie (106) étant reliée à une base de données (109) du terrain à survoler, caractérisé en ce que la mémoire de programme comprend un programme de mise-en-œuvre du procédé selon
30 l'une des revendications précédentes.

1/3

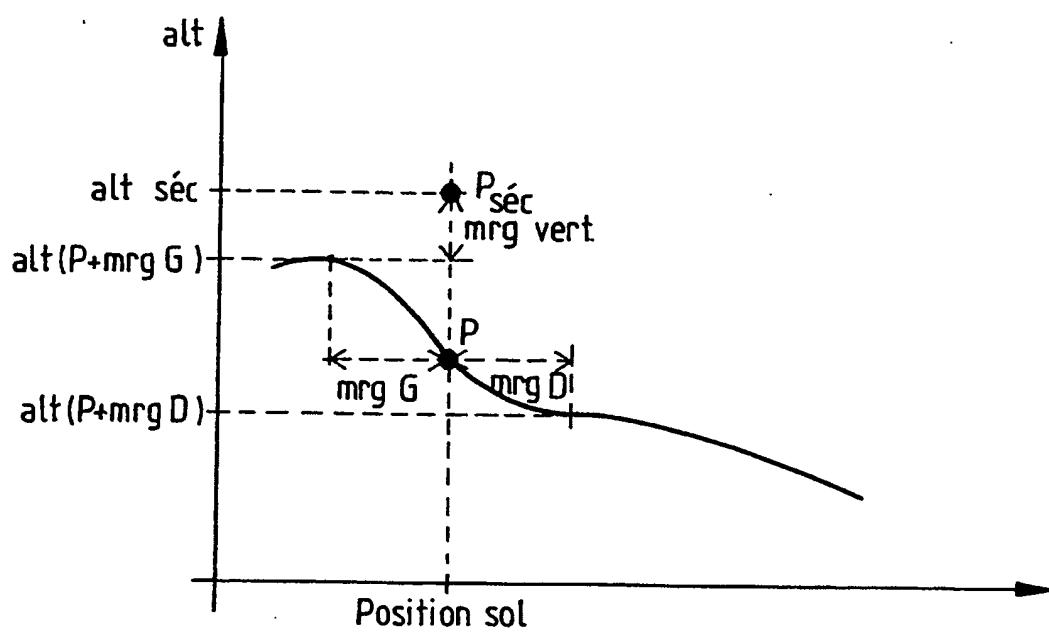
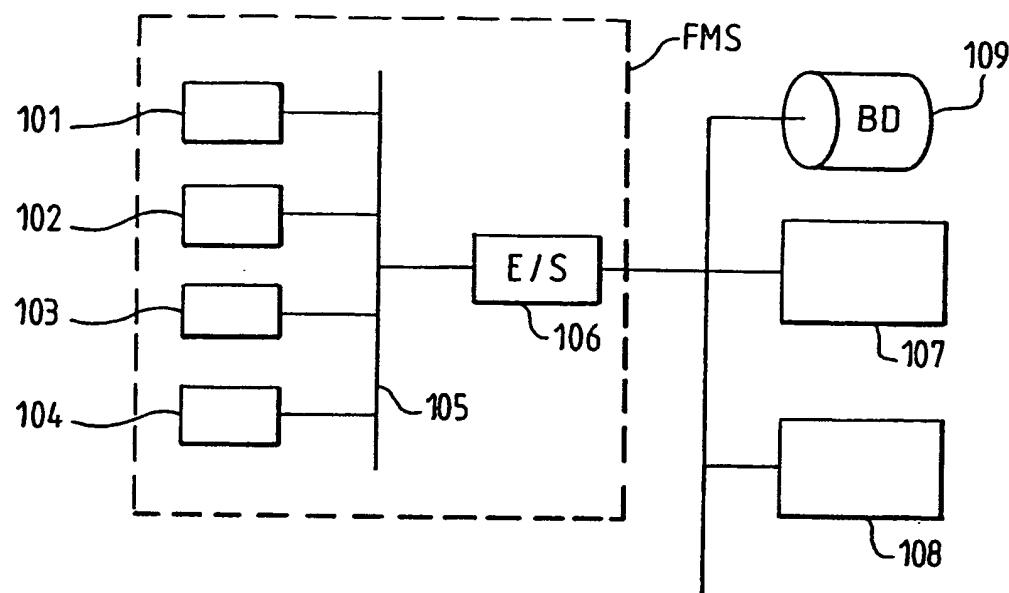


FIG.2a

2/3

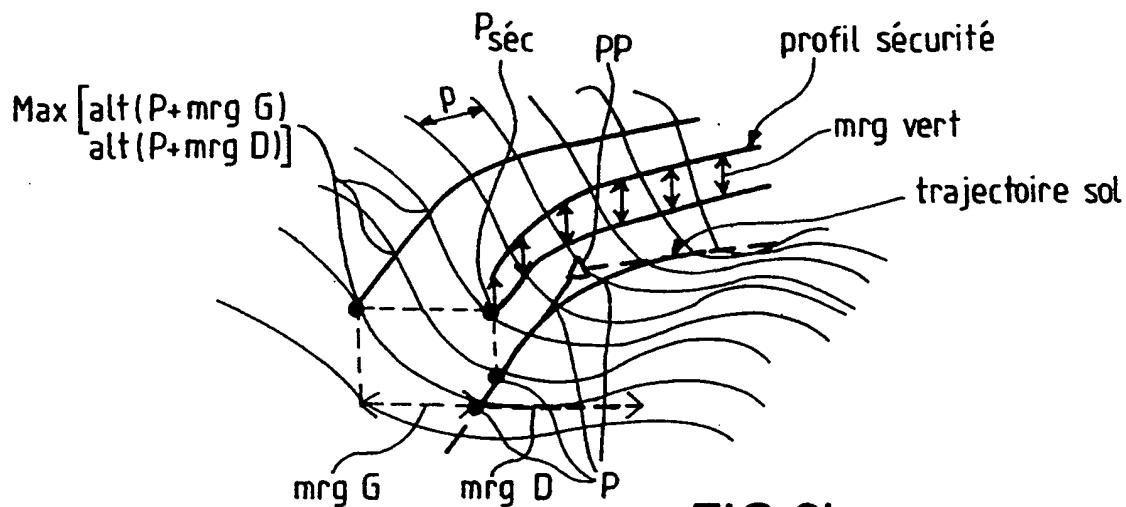


FIG.2b

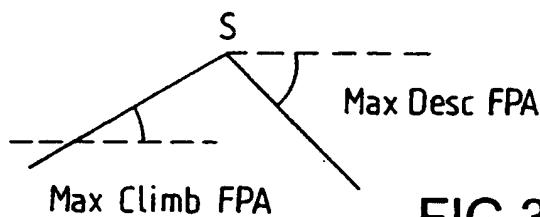


FIG.3

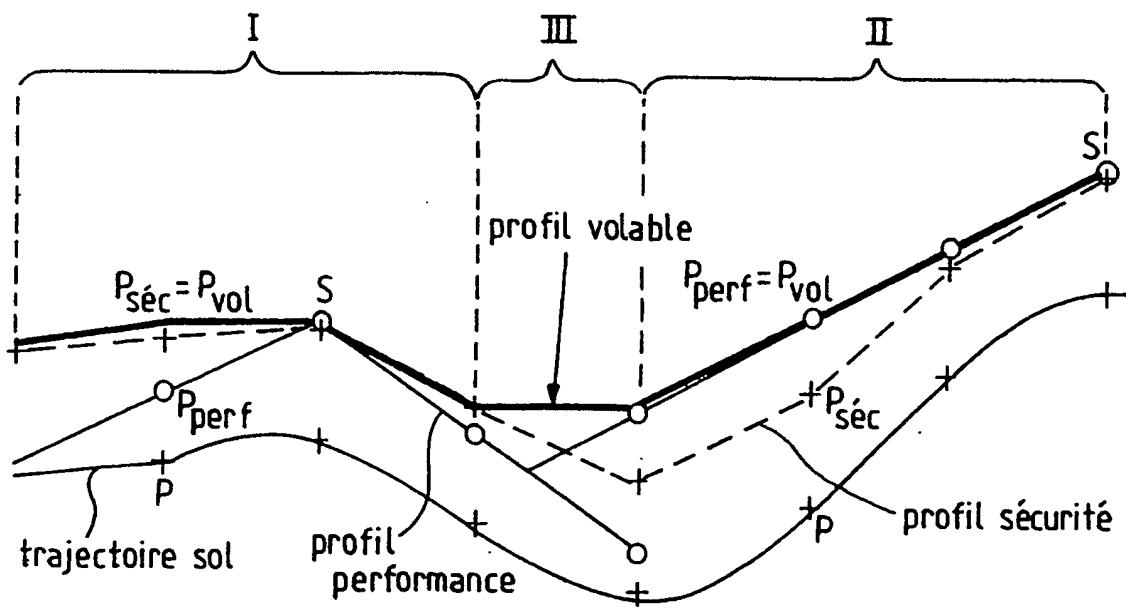


FIG.4

3/3

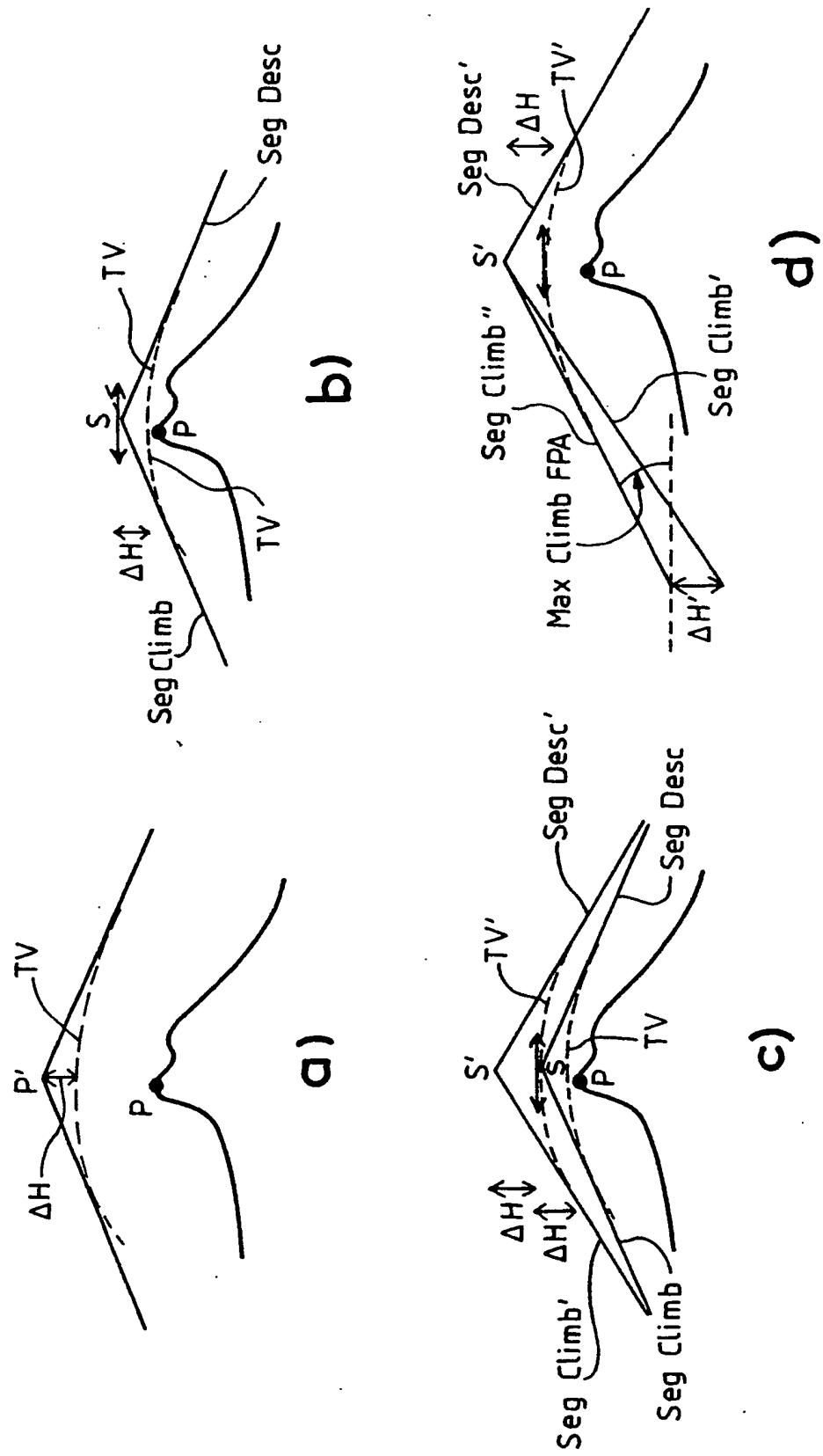


FIG. 5

Concerning Point I:

The modifications introduced with the letter dated 7/11/2005 lead to an extension of the subject matter of the application beyond the content of the application as filed; they are consequently contrary to the provisions of PCT Article 34(2)(b). The following are the modifications concerned:

On page 1, paragraph 2 which relates to the problem to be resolved by the invention, there is reference to the dependence of the computational load on the nature of the relief involved. Since the dependence of the computational load on the nature of the relief involved was not mentioned in the application as filed, its introduction into the application is the requirements of PCT Article 34(2)(b).

Concerning Point V:

- 1 Reference is made to the following documents:
D1: EP 0775953 A (SEXTANT AVIONIQUE) May 28, 1997
D2: US 6,347,263 B1 (HOWARD GLOVER ET AL) February 12, 2002
- 2 INDEPENDENT CLAIM 1

The present application fails to comply with the requirements of PCT Article 33(1) since the subject matter of claim 1 does not involve inventive step as defined in PCT Article 33(3).

- 2.1 The new set of claims filed with the letter dated 7/11/05 comprises 10 claims. Claims 2 to 10 are identical to the claims initially filed. Claim 1 only differs from that initially filed by a different organization of its formulation in two parts; the steps of the method defined in Claim 1 remain identical to those of Claim 1 as initially filed. The differences cited in the letter dated 7/11/05 between the present application and the disclosure in document D1 refer to passages from the description of the application and not to the steps of the method defined in Claim 1. Consequently the objections of lack of inventive step against the claims made in the written opinion communicated to the applicant with the international search report are repeated below.
- 2.2 The document D1, which is considered to be the prior art closest to the subject matter of claim 1, describes (see column 4, line 19 to column 8, line 6): a method for assisting low-altitude navigation of an aircraft equipped with a flight management system suited to determining a flight-plan ground trajectory for the aircraft based on a sequence of straight or curved segments joining intermediate points on the ground Bi at an altitude Pij, where the ground trajectory takes into consideration the aircraft's performance and limitations (see figure 2),
the method comprising the following steps for the flight management system

**INTERNATIONAL PRELIMINARY REPORT
ON PATENTABILITY
(SEPARATE SHEET)**

International application no.

PCT/EP2004/053431

consisting in:

- for each point Bi on the ground trajectory, taking a horizontal corridor defined to consider the location uncertainties, based on this corridor determining the profile of the terrain corresponding to the points Pij of highest known altitude and raising these points by a guard height HG (see column 4, lines 19 to 55 and figures 2 and 3); this can be expressed mathematically by the formula as defined in the present claim:

$$\text{alt safe} = \text{Max} [\text{alt}(P + \text{lat mrg R}), \text{alt}(P + \text{lat mrg L})] + \text{vert mrg},$$

where lat mrg R and lat mrg L are respectively predetermined right and left lateral margins corresponding to the width of the corridor, and vert mrg is a predetermined vertical margin which corresponds to the guard height HG,

- calculating a safe profile formed from safe segments joining the points Si (see figure 5),
- extracting summit points Si1 from among the safe profile points such that the points located before and after have a safe altitude below that of Si1,
- determining the maximum climb slope Y_{\max} that aircraft can support to reach Si1 and the maximum descent slope Y_{\min} which the aircraft can support for following the lowest ground trajectory after having passed through Si1, defining two performance segments which have a first end at Si1, slopes on either side of the point Si1 and a second end Si2 at the point of intersection with another performance segment arising from another point (see figure 5) and
- calculating a performance profile formed from performance segments and which makes it possible to associate at each point of the safe profile a performance altitude

2.3 Consequently, the process according to claim 1 differs from that disclosed in document D1 only in that it comprises the step of:

- determining the aircraft's weight at the points Si1 as a function of the distance along the safe profile between the aircraft and this point Si1 and of the aircraft's consumption over this distance, where the consumption is an aspect of the aircraft's performance and limitations, and
- for each point Si, determining the maximum climb slope Y_{\max} and the maximum descent slope Y_{\min} which the aircraft can support as a function of the aircraft's weight.

2.4 The problem which the present invention is intended to solve can therefore be considered as an improvement of the tracking performance.

2.5 The solution proposed in claim 1 of the present application is not considered to be inventive (PCT Article 33(3)) for the following reasons: A person skilled in the art would know that the maximum climb slope is a function of the weight of the airplane (see for example document D2, column 38 lines 33 to 43) and for an airplane with a large range it is obvious that the weight of the airplane varies

**INTERNATIONAL PRELIMINARY REPORT
ON PATENTABILITY
(SEPARATE SHEET)**

International application no.

PCT/EP2004/053431

considerably with the fuel reserve. Consequently a person skilled in the art who implemented the method according to document D1 for a long-range transport airplane would be led to consider the weight of fuel present in the tanks at a given point in order to calculate the trajectory by considering the actual capabilities of the airplane at a given moment on its trajectory. This is even more true since the onboard computer has available all the data necessary for considering the actual weight of the airplane because the quantity of fuel remaining in the tanks at a given moment on the trajectory must have been anticipated. The person skilled in the art would therefore adapt the maximum climb slope as a function of the airplane's weight in the course of their current practice and doing that starting with the method according to document D1 would arrive at the subject of claim 1 without involving an inventive step. The subject of claim 1 therefore does not involve an inventive step (PCT Article 33(3)).

3 INDEPENDENT CLAIM 10

The present application does not comply with the requirements of PCT Article 33(1) since the subject matter of claim 10 does not involve an inventive step as defined in PCT Article 33(3).

The process according to document D1 is implemented in the onboard computer. The additional features defined in claim 10 relate to elements typically used in connection with an onboard computer. Consequently the subject of claim 10 lacks an inventive step for the same reasons as the subject of claim 1.

4 DEPENDENT CLAIMS 2-6

The dependent claims 2 to 6 do not contain any features which, in combination with the features of any one of the claim to which they refer, meet the requirements of the PCT in respect of novelty and inventive step (PCT Article 33 (2) and (3)).